

文章编号 1004-924X(2019)01-0058-11

# 分布式遥感编队多星协同观测中的姿态控制

方元坤<sup>1,2</sup>, 袁斌文<sup>1</sup>, 孟子阳<sup>1\*</sup>, 尤 政<sup>1</sup>, 张高飞<sup>1</sup>

(1. 清华大学 精密仪器系, 北京 100084; 2. 西昌卫星发射中心, 四川 西昌 615621)

**摘要:**针对分布式遥感编队中的协同观测问题, 本文开展了多星协同姿态控制研究。首先建立了参考航天器由对日定向到对目标凝视观测的期望姿态, 设计了基于姿态、角速度偏差的比例-微分(PD)控制器, 证明了闭环系统的李雅普诺夫稳定性。在此基础上, 进一步建立了伴飞航天器的期望姿态, 为使观测目标在参考航天器、伴飞航天器像平面上的成像位置匹配, 以伴飞航天器、参考航天器的姿态之差为基础设计了伴飞航天器的 PD 控制器, 证明了系统的稳定性。最后, 对理论结果进行了仿真验证, 结果显示伴飞航天器、参考航天器的相对姿态控制误差小于  $0.01^\circ$ , 精度满足分布式遥感多星协同观测的任务需求。

**关键词:**微小卫星; 分布式遥感; 协同观测; 姿态控制

**中图分类号:** V474.26 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20192701.0058

## Attitude control in multi-satellite cooperative observations for distributed remote sensing

FANG Yuan-kun<sup>1,2</sup>, YUAN Bin-wen<sup>1</sup>, MENG Zi-yang<sup>1\*</sup>, YOU Zheng<sup>1</sup>, ZHANG Gao-fei<sup>1</sup>

(1. Department of Precision Instruments, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. Xichang Satellite Launch Center, Xichang 615621, China)

\* Corresponding author, E-mail: ziyangmeng@mail.tsinghua.edu.cn

**Abstract:** This paper focuses on the cooperative observation problem in multiple spacecrafts. We first establish the desired attitude from the sun orientation to the target starting from the reference spacecraft. A proportional-differential (PD) controller is designed based on attitude and angular velocity deviations. Further, the Lyapunov theorem of the closed-loop system is introduced to prove the stability. Next, we establish the desired attitude for the follower spacecraft. To match the target positions in the image plane for the reference and follower spacecraft, a PD controller is proposed based on the difference of attitude between the reference and follower spacecraft. In addition, the Lyapunov stability of the closed-loop system is demonstrated. Finally, the simulation results show that the attitude control error between the reference and follower spacecraft is less than  $0.01^\circ$ , and the control accuracy satisfies the requirements of distributed remote sensing tasks.

**Key words:** micro-nano satellite; distributed remote sensing; collaborative observation; attitude control

收稿日期: 2018-07-12; 修订日期: 2018-08-16.

基金项目: 国家重点研发计划资助项目(No. 2016YFB0500902); 国家自然科学基金资助项目(No. 61503249)

## 1 引言

微纳航天器编队飞行是当前航天技术发展的重要方向,其特点是,若干个微纳航天器以特定的构型在空间轨道上飞行,它们之间相互联系,协同工作,共同完成导航、侦察等多种任务<sup>[1]</sup>。基于微纳航天器的分布式遥感技术是指携带微型化多源遥感载荷的多个微纳航天器,通过空间编队飞行,采用“群组”协同工作的方式,完成对地观测任务的新型遥感技术<sup>[2]</sup>。与传统遥感技术相比,分布式遥感编队能够采用不同的成像方式从不同角度对同一重点目标进行协同观测,获得被观测对象的多源多维信息,从而为后续的目标识别和目标特征提取提供有力的数据支撑。

编队中多个航天器姿态、位置的协同控制是编队协同工作的前提和基础。通常情况下,卫星编队的应用背景不同,编队的星间构型、姿态的控制要求也不相同。例如,文献[3]、[4]研究了合成孔径雷达编队中各卫星的构型姿态保持问题。文献[5]以重力场测量为背景,研究了双星之间的相对姿态控制问题。文献[6]针对多航天器间的星间激光通讯,提出了一种变结构分布式相对姿态协同控制方法。文献[7]根据空间站伴飞卫星绕空间站进行拍照、导航、通讯等任务需求,研究了伴飞卫星相对于空间站的最优姿态控制方法。文献[8]以航天器的空间追击为背景,对追踪航天器与被追踪航天器的姿态一致性进行了探讨。文献[9]研究了航天器在轨检测、目标监视等任务中由于编队星间位置变化造成的姿态位置耦合问题。文献[10]探讨了参数不确定的两个航天器在自主交汇对接中的相对姿态控制问题,采用元素和范数自适应律对参数不确定性进行补偿,使得系统具有更好的鲁棒性。分布式遥感技术是现代小卫星在对地观测领域的一个崭新应用<sup>[11]</sup>。目前,针对分布式遥感编队协同对地观测的研究还比较缺乏。

分布式遥感编队在对重点目标进行协同观测时,要求集群航天器采用绕飞编队构型从不同的角度对目标进行凝视观测。因此,参考航天器应根据自身与目标的相对位置调整自身姿态,以确保星载遥感器件的光轴始终指向目标;对于伴飞航天器,则应根据自身与目标的相对位置建立伴

飞航天器的期望姿态,并在姿态调整过程中除了保证自身光轴始终对准目标外,还应保证其姿态控制误差与参考航天器的姿态控制误差一致,从而使得目标在伴飞航天器、参考航天器像平面的成像位置尽可能相等。

本文针对分布式遥感编队重点目标协同观测的任务需求,建立了多星协同观测的数学模型,分别设计了基于参考航天器、伴飞航天器的姿态和角速度误差的 PD 控制器。并根据任务中各航天器的轨道根数、转动惯量、传感器、执行器等参指标,对航天器姿态控制算法进行了数值仿真,验证了方法的有效性。

## 2 协同观测的任务分析

### 2.1 相关坐标系定义

根据分布式遥感的任务需求,编队采用主从式绕飞编队构形。为了描述集群航天器中主、从模块间的相对运动,选取两个坐标系。如图 1 所示:J2000 地心赤道惯性坐标系  $O-x_i y_i z_i$ ,其原点  $O$  位于地心, $Ox_i$  轴指向春分点, $Oz_i$  轴垂直于赤道面指向北极, $Oy_i$  轴的方向由右手定则确定,下标  $i$  表示地心惯性坐标系;参考航天器质心轨道坐标系(Hill 坐标系)  $R-x_o y_o z_o$  定义为:原点位于参考航天器质心  $R$ , $x_o$  轴在参考航天器轨道面内,指向  $R$  点与地心连线的反方向, $y_o$  轴在参考航天器轨道面内垂直于  $x_o$  轴且指向航天器运动

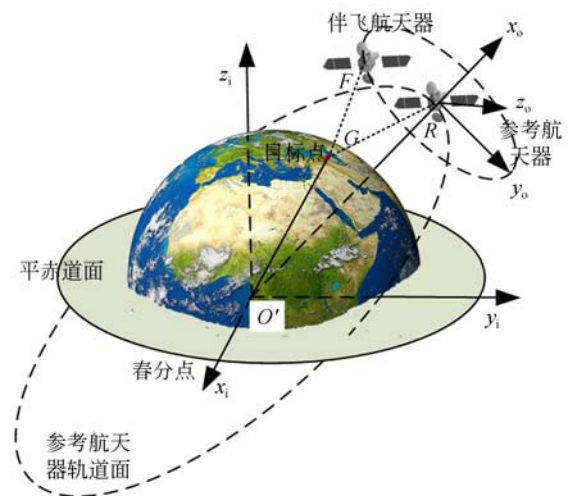


图 1 坐标系定义示意图

Fig. 1 Coordinate definitions

方向,  $z_o$  轴由右手定则确定, 下标  $o$  表示参考航天器质心轨道坐标系。

### 2.2 控制目标与流程

图 2 为协同对地观测示意图。本文假设遥感相机均安装在卫星  $z_r, z_f$  轴方向上, 太阳能电池的安装方向分别与参考航天器及伴飞航天器的  $-y_r, -y_f$  轴垂直。对于其它的安装方式, 可通过增加安装矩阵来表示, 并不影响后续讨论。

在对地凝视过程中, 航天器姿态应随卫星与目标点的相对运动而发生变化, 以确保航天器光

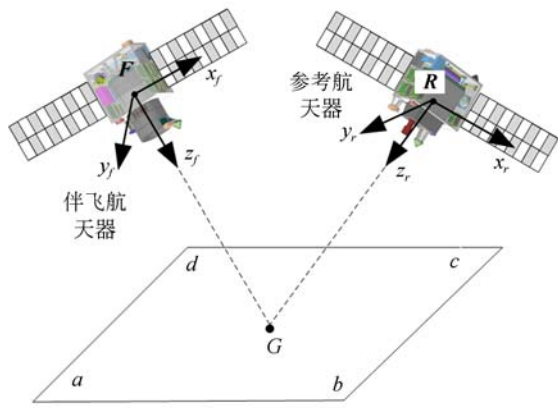


图 2 协同观测示意图

Fig. 2 Cooperative observation

轴始终对准目标。分布式遥编队目标协同观测控制流程如图 3 所示。对于参考航天器, 建立由对日定向到对目标凝视观测的期望姿态, 并根据当前姿态与期望姿态的偏差对系统进行闭环控制; 同理, 伴飞航天器也采用相同方式建立期望姿态, 在控制过程中为了使伴飞航天器、参考航天器的姿态控制误差一致, 在伴飞航天器姿态协同控制回路中引入参考航天器姿态控制误差, 使得参考航天器、伴飞航天器二者的姿态控制误差尽可能相等, 从而保证目标在不同航天器像平面的成像位置匹配。

## 3 参考航天器的姿态控制

### 3.1 期望姿态获取

#### 3.1.1 期望姿态

为保持微纳航天器电量充沛, 在非观测状态下系统各个航天器均处于对日定向状态, 在对地凝视观测时, 卫星需要从对日稳定姿态机动至对地凝视姿态。因此, 由对日定向到对地凝视的机动角度最小建立参考航天器的期望姿态。设参考航天器对日稳定时本体系相对于惯性系的姿态为  $Q_{r,s}$ , 此时参考航天器光轴上的单位矢量在参考航天器本体系下表示为  $\boldsymbol{p}^r = [0 \ 0 \ 1]^T$ ; 对地凝视时目标观测矢量在参考航天器本体系下表示为  $\boldsymbol{p}_{RG}^r$ , 则参考航天器对地凝视时本体系相对于惯性系的期望姿态四元数为:

$$Q_{r,d} = Q_{r,s} \otimes \begin{bmatrix} \cos \frac{\delta_r}{2} & \boldsymbol{u}_r \sin \frac{\delta_r}{2} \end{bmatrix}^T, \quad (1)$$

式中:  $\delta_r$  为  $\boldsymbol{p}^r$  与目标观测矢量  $\boldsymbol{p}_{RG}^r$  之间的夹角,  $\boldsymbol{u}_r$  为从对日定向转为对地凝视姿态的旋转轴, 其表达式分别为:

$$\begin{cases} \delta_r = \arccos \left\{ \frac{\rho_{RG,z}^r}{|\boldsymbol{p}_{RG}^r|} \right\} \\ \boldsymbol{u}_r = \begin{bmatrix} -\frac{\rho_{RG,y}^r}{\sqrt{\rho_{RG,x}^2 + \rho_{RG,y}^2}} & \frac{\rho_{RG,x}^r}{\sqrt{\rho_{RG,x}^2 + \rho_{RG,y}^2}} & 0 \end{bmatrix}^T \end{cases} \quad (2)$$

由式(2)可知, 参考航天器期望姿态  $Q_{r,d}$  仅与矢量  $\boldsymbol{p}_{RG}^r$  有关。一般卫星对日稳定姿态可以近似为惯性飞行, 即:

$$\begin{cases} \dot{Q}_{r,s} \approx 0 \\ \ddot{Q}_{r,s} \approx 0 \end{cases}, \quad (3)$$

式中  $\dot{Q}_{r,s}, \ddot{Q}_{r,s}$  为姿态  $Q_{r,s}$  的一阶、二阶导数。结

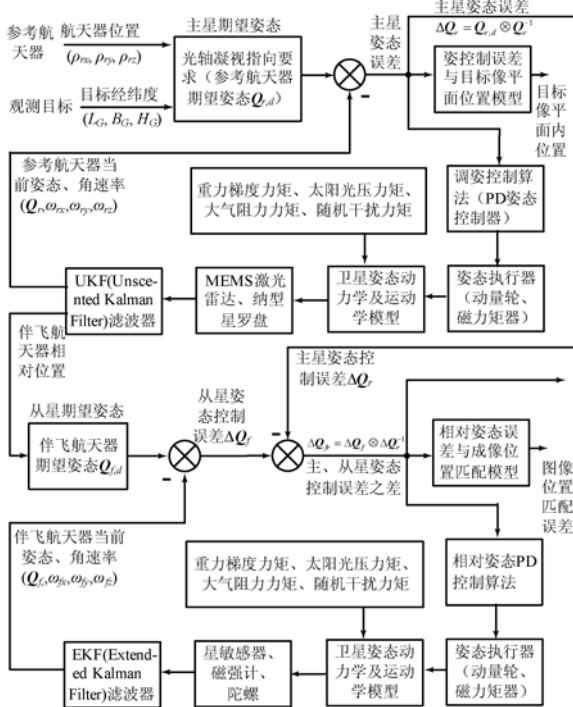


图 3 协同观测问题的控制流程

Fig. 3 Flowchart of cooperative observation

合式(1),不难得出  $Q_{r,d}$  的一阶、二阶导数  $\dot{Q}_{r,d}, \ddot{Q}_{r,d}$  仅与  $\rho_{rG}^i$  的一阶、二阶导数  $\dot{\rho}_{rG}^i, \ddot{\rho}_{rG}^i$  相关。

### 3.1.2 参考航天器目标观测矢量

由图1可知,参考航天器观测矢量可表示为:

$$\rho_{rG}^i = A(Q_{r,s}) \rho_{rG}^i = A(Q_{r,s})(\rho_{rO'}^i + \rho_{OG}^i), \quad (4)$$

式中:  $A(Q_{r,s})$  为由  $Q_{r,s}$  得到的姿态转换矩阵,  $\rho_{rG}^i$  为参考航天器目标观测矢量在地心惯性系中的表示,  $\rho_{rO'}^i$  为参考航天器质心到地心的矢量,  $\rho_{OG}^i$  为地心到目标点的矢量。其中,  $\rho_{OG}^i$  可由目标点 G 的地理经度  $L_G$ 、纬度  $B_G$ 、高程  $H_G$  求得。由于地球自转, G 点在地心惯性系中的地心经度  $L_G^i$ 、地心纬度  $B_G^i$  可以表示为<sup>[12]</sup>:

$$\begin{cases} L_G^i = L_G + [G_0 + \omega_E(t - t_0)] \\ B_G^i = \arctan[(1 - f_E)^2 \tan B_G] \end{cases}, \quad (5)$$

式中:  $t_0$  为起始时刻,  $t$  为当前时刻,  $G_0$  为起始时刻的格林威治的恒星视角,  $\omega_E$  为地球自转角速度,  $f_E$  为地球扁率。地心目标矢量  $\rho_{OG}^i$  可表示为:

$$\rho_{OG}^i = \|\mathbf{R}_{OG}\| \begin{bmatrix} \cos B_G^i \cos L_G^i \\ \cos B_G^i \sin L_G^i \\ \sin B_G^i \end{bmatrix} = \left[ \frac{a_E b_E}{\sqrt{a_E^2 \sin^2 B_G^i + b_E^2 \cos^2 B_G^i}} + H_G \right] \begin{bmatrix} \cos B_G^i \cos L_G^i \\ \cos B_G^i \sin L_G^i \\ \sin B_G^i \end{bmatrix}, \quad (6)$$

式中:  $\|\mathbf{R}_{OG}\|$  为目标点到地心的距离,  $a_E, b_E$  分别为地球的长半轴和短半轴。

进一步,矢量  $\rho_{rO'}^i$  及其一阶、二阶导数  $\dot{\rho}_{rO'}^i, \ddot{\rho}_{rO'}^i$  可由参考航天器精确轨道参数求得。特别地,在忽略轨道摄动的情况下,可近似用卫星的无摄运动方程来计算  $\ddot{\rho}_{rO'}^i$ , 即  $\ddot{\rho}_{rO'}^i = -\frac{\mu}{|\rho_{rO'}^i|^3} \rho_{rO'}^i$ , 其中  $\mu$  为地球引力常数。另外,  $\rho_{OG}^i$  及其一阶、二阶导数  $\dot{\rho}_{OG}^i, \ddot{\rho}_{OG}^i$  可通过求导式(6)得到。

$$\begin{aligned} \dot{V}_r &= \Delta \omega_r^T (\tau_r - \omega_r \times (\mathbf{I}_r \omega_r + \mathbf{h}_r) - \mathbf{I}_r \dot{\omega}_{r,d}^b) + \Delta \omega_r^T k_{r1} \Delta \bar{Q}_r = \Delta \omega_r^T [\mathbf{I}_r A(\Delta Q_r) \dot{\omega}_{r,d}^b + \\ &\quad \omega_{r,d}^b \times (\mathbf{I}_r \omega_{r,d}^b + \mathbf{h}_r) - k_{r2} \Delta \omega_r - (\Delta \omega_r + \omega_{r,d}^b) \times (\mathbf{I}_r (\Delta \omega_r + \omega_{r,d}^b) + \mathbf{h}_r) - \\ &\quad \mathbf{I}_r (A(\Delta Q_r) \dot{\omega}_{r,d}^b - \Delta \omega_r \times \omega_{r,d}^b)] = \Delta \omega_r^T [-\omega_{r,d}^b \times \mathbf{I}_r \Delta \omega_r + \mathbf{I}_r (\Delta \omega_r \times \omega_{r,d}^b) - \\ &\quad k_{r2} \Delta \omega_r] = -\Delta \omega_r^T [\mathbf{S}(\omega_{r,d}^b) \mathbf{I}_r + \mathbf{I}_r \mathbf{S}(\omega_{r,d}^b)] \Delta \omega_r - k_{r2} \Delta \omega_r^T \Delta \omega_r = -k_{r2} \Delta \omega_r^T \Delta \omega_r. \end{aligned} \quad (11)$$

当满足  $k_{r2} > 0$  时,  $\dot{V}_r \leq 0$ 。上式推导过程中使用了下式:  $\dot{\omega}_{r,d}^b = A(\Delta Q_r) \dot{\omega}_{r,d}^b - \Delta \omega_r \times \omega_{r,d}^b$  以及

### 3.2 参考航天器的姿态控制

对于参考航天器,其姿态动力学方程可以表示为<sup>[13]</sup>:

$$\mathbf{I}_r \dot{\omega}_r + \omega_r \times (\mathbf{I}_r \omega_r + \mathbf{h}_r) = \tau_r, \quad (7)$$

式中:  $\omega_r$  为参考航天器本体坐标系相对于惯性坐标系的姿态角速度在参考航天器本体坐标系下的表示,  $\mathbf{I}_r$  为参考航天器的转动惯量,  $\mathbf{h}_r$  为参考航天器反作用飞轮的角动量,  $\tau_r$  为控制力矩。

根据文献[14]、[15]中的姿态控制方法,建立参考航天器的姿态控制器,即:

$$\tau_r = \mathbf{I}_r A(\Delta Q_r) \dot{\omega}_{r,d}^b + \omega_{r,d}^b \times (\mathbf{I}_r \omega_{r,d}^b + \mathbf{h}_r) - k_{r1} \Delta \bar{Q}_r - k_{r2} \Delta \omega_r, \quad (8)$$

式中:  $\Delta Q_r = Q_{r,d} \otimes Q_r^{-1}$ , 为参考航天器期望姿态  $Q_{r,d}$  与实际姿态  $Q_r$  之间的姿态误差,  $\Delta Q_r$  可表示为  $\Delta Q_r = [\Delta \bar{Q}_r, \Delta q_{r,4}]^T$ ,  $\Delta \bar{Q}_r = [\Delta q_{r,1}, \Delta q_{r,2}, \Delta q_{r,3}]^T$  为姿态误差  $\Delta Q_r$  的矢量部分,  $\Delta q_{r,4}$  为  $\Delta Q_r$  的标量部分;  $\omega_{r,d}^b$  为参考航天器的期望角速度,  $\dot{\omega}_{r,d}^b$  为  $\omega_{r,d}^b$  的一阶导数;  $A(\Delta Q_r)$  为由  $\Delta Q_r$  得到的姿态转换矩阵;  $\omega_{r,d}^b = A(\Delta Q_r) \omega_{r,d}$ , 为参考航天器期望角速度  $\omega_{r,d}$  在参考航天器本体坐标系中的表示;  $\Delta \omega_r = \omega_r - \omega_{r,d}^b$ , 为角速度控制误差;  $k_{r1}, k_{r2}$  为反馈系数。

下面对闭环系统式(7)和式(8)的稳定性进行分析,建立李雅普诺夫函数如下:

$$\begin{aligned} V_r &= \frac{1}{2} \Delta \omega_r^T \mathbf{I}_r \Delta \omega_r + k_{r1} [\Delta \bar{Q}_r^T \Delta \bar{Q}_r + \\ &\quad (1 - \Delta q_{r,4})^2] = \frac{1}{2} \Delta \omega_r^T \mathbf{I}_r \Delta \omega_r + 2k_{r1} (1 - \Delta q_{r,4}). \end{aligned} \quad (9)$$

对  $V_r$  求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_r &= \Delta \omega_r^T \mathbf{I}_r \dot{\Delta \omega}_r - 2k_{r1} \Delta \dot{q}_{r,4} = \\ &\quad \Delta \omega_r^T \mathbf{I}_r (\dot{\omega}_r - \dot{\omega}_{r,d}^b) + \Delta \omega_r^T k_{r1} \Delta \bar{Q}_r, \end{aligned} \quad (10)$$

式中  $\Delta \dot{q}_{r,4}$  为  $\Delta q_{r,4}$  的一阶导数。将式(8)带入式(10)化简可得:

导可得:

$$\ddot{\mathbf{V}}_r = -2D_r\Delta\omega_r^T\Delta\dot{\omega}_r = -2D_r\Delta\omega_r^T\mathbf{I}_r^{-1}[-\omega_{r,d}^b \times \mathbf{I}_r\Delta\omega_r + \mathbf{I}_r(\Delta\omega_r \times \omega_{r,d}^b) - k_{r1}\Delta\bar{\mathbf{Q}}_r - k_{r2}\Delta\omega_r] = f(\Delta\omega_r, \Delta\bar{\mathbf{Q}}_r, \omega_{r,d}^b, \mathbf{I}_r). \quad (12)$$

式中  $\Delta\dot{\omega}_r$  为  $\Delta\omega_r$  的一阶导数。由于  $\Delta\omega_r, \Delta\bar{\mathbf{Q}}_r, \omega_{r,d}^b, \mathbf{I}_r$  均有界, 因而  $\ddot{\mathbf{V}}_r$  有界。根据 Barbalat 引理有: 当  $t \rightarrow \infty$  时,  $\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{\mathbf{V}}_r(t) = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} \Delta\omega_r(t) = 0$ 。

同理对  $\Delta\dot{\omega}_r$  求导可得:

$$\begin{aligned} \Delta\ddot{\omega}_r &= \ddot{\omega}_r - \mathbf{A}(\Delta\bar{\mathbf{Q}}_r)\ddot{\omega}_{r,d} + \Delta\omega_r \times \\ &\mathbf{A}(\Delta\bar{\mathbf{Q}}_r)\dot{\omega}_{r,d} + \Delta\dot{\omega}_r \times \omega_{r,d}^b + \Delta\omega_r \times \dot{\omega}_{r,d}^b, \end{aligned} \quad (13)$$

式中  $\dot{\omega}_{r,d}, \ddot{\omega}_{r,d}$  分别为  $\omega_{r,d}$  的一阶、二阶导数,  $\dot{\omega}_r, \ddot{\omega}_r$  分别为  $\omega_r$  的一阶、二阶导数。由式(1)、式(7)和式(8)可知,  $\dot{\omega}_{r,d}, \ddot{\omega}_{r,d}, \dot{\omega}_r, \ddot{\omega}_r$  均有界, 由 Barbalat 引理有:  $t \rightarrow \infty$  时,  $\Delta\dot{\omega}_r(t) \rightarrow 0$ 。

由式(7)和式(8)可得:

$$\begin{aligned} \mathbf{I}_r\Delta\dot{\omega}_r &= \mathbf{I}_r\Delta\omega_r \times \omega_{r,d}^b - \Delta\omega_r \times \mathbf{I}_r\Delta\omega_r - \\ &\Delta\omega_r \times \mathbf{I}_r\omega_{r,d}^b - \omega_{r,d}^b \times \mathbf{I}_r\Delta\omega_r - k_{r1}\Delta\bar{\mathbf{Q}}_r - k_{r2}\Delta\omega_r. \end{aligned} \quad (14)$$

当  $t \rightarrow \infty$  时,  $\Delta\omega_r(t) \rightarrow 0, \Delta\dot{\omega}_r(t) \rightarrow 0$ , 由式(14)可知  $t \rightarrow \infty$  时,  $\Delta\bar{\mathbf{Q}}_r(t) \rightarrow 0$ 。由此可知: 当  $t \rightarrow \infty$  时,  $\lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{Q}_r(t) = \mathbf{Q}_{r,d}, \lim_{t \rightarrow \infty} \omega_r(t) = \omega_{r,d}$ 。

与文献[14]相比, 本文提出的闭环控制系统的前馈项更为简单, 控制器也更易于实现; 在稳定性证明上, 由于控制目标随时间变化, 本文在证明中使用了 Barbalat 引理。与文献[15]相比, 在实际任务中, 当卫星姿态稳定时, 反作用飞轮一般处于中高转速, 因而反作用飞轮的角动量不为零, 本文在卫星姿态控制中考虑了反作用飞轮的角动量  $\mathbf{h}_r$ 。

### 3.3 姿态控制误差与目标成像位置的关系

由于卫星在飞行过程中存在扰动, 实际姿态控制误差不为零, 从而导致参考航天器光轴与目标观测矢量之间并不完全重合, 如图 4 所示。而由星载遥感器件成像原理可知, 目标点  $G$  在参考航天器像平面上的成像位置  $G_{r0}$  可由观测矢量与参考航天器光轴之间的几何关系完全确定。

在参考航天器当前本体坐标系中, 单位观测矢量表示为  $\mathbf{b}^b$ , 光轴上的单位矢量表示为  $\mathbf{r}^b = [0 \ 0 \ 1]^T$ 。由图 4 可知,  $G_{r0}$  在参考航天器像平

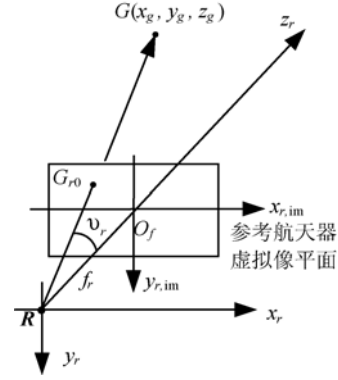


图 4 目标在参考航天器像平面的成像位置

Fig. 4 Imaging position of target in reference spacecraft image plane

面上的位置可由矢量间的张角  $\nu_r = \mathbf{b}^b \cdot \mathbf{r}^b$  和张角绕  $z_r$  轴的旋转  $\zeta_r = \mathbf{b}^b \times \mathbf{r}^b$  确定。

当参考航天器当前姿态与期望姿态重合时, 观测矢量与参考航天器的光轴重合。此时, 单位观测矢量在期望本体坐标系中表示为  $\mathbf{b}^d = [0 \ 0 \ 1]^T$ , 若当前姿态与期望姿态存在误差  $\Delta\mathbf{Q}_r = [\Delta q_{r1}, \Delta q_{r2}, \Delta q_{r3}, \Delta q_{r4}]$  时, 有:

$$\mathbf{b}^b = \mathbf{A}(\Delta\mathbf{Q}_r)\mathbf{b}^d = \begin{bmatrix} 2(\Delta q_{r1}\Delta q_{r3} - \Delta q_{r2}\Delta q_{r4}) \\ 2(\Delta q_{r2}\Delta q_{r3} + \Delta q_{r1}\Delta q_{r4}) \\ 1 - 2(\Delta q_{r1}^2 + \Delta q_{r2}^2) \end{bmatrix}. \quad (15)$$

由式(15)可得:

$$\begin{cases} \nu_r = 1 - 2(\Delta q_{r1}^2 + \Delta q_{r2}^2) \\ \zeta_r = \begin{bmatrix} 2(\Delta q_{r2}\Delta q_{r3} + \Delta q_{r1}\Delta q_{r4}) \\ -2(\Delta q_{r1}\Delta q_{r3} - \Delta q_{r2}\Delta q_{r4}) \\ 0 \end{bmatrix} \end{cases}. \quad (16)$$

由式(16)可知, 目标在参考航天器星载遥感器像平面中的位置可由  $\Delta\mathbf{Q}_r$  完全确定。

## 4 伴飞航天器的姿态控制

### 4.1 期望姿态获取

#### 4.1.1 期望姿态

同理, 对于伴飞航天器, 应在尽量小的机动角度条件下, 使航天器从对日稳定姿态进入到对地凝视姿态。设伴飞航天器对日稳定时本体系相对

于惯性系的姿态为  $\mathbf{Q}_{f,s}$ , 此时卫星光轴上的单位矢量在卫星本体体系下表示为  $\mathbf{p}^f = [0 \ 0 \ 1]^T$ , 目标观测矢量在卫星本体体系下的表示为  $\mathbf{p}_{FG}^f$ , 则伴飞航天器凝视观测时相对于惯性系的姿态四元数为:

$$\mathbf{Q}_{f,d} = \mathbf{Q}_{f,s} \otimes \left[ \cos \frac{\delta_f}{2} \quad \mathbf{u}_f \sin \frac{\delta_f}{2} \right]^T. \quad (17)$$

式中:  $\delta_f$  为  $\mathbf{p}^f$  与观测矢量  $\mathbf{p}_{FG}^f$  之间的夹角,  $\mathbf{u}_f$  为从对日定向转为对地凝视姿态的旋转轴, 其表达式分别为:

$$\begin{cases} \delta_f = \arccos \left[ \frac{\rho_{FG,z}^f}{|\mathbf{p}_{FG}^f|} \right] \\ \mathbf{u}_f = \left[ -\frac{\rho_{FG,y}^f}{\sqrt{\rho_{FG,x}^2 + \rho_{FG,y}^2}} \quad \frac{\rho_{FG,x}^f}{\sqrt{\rho_{FG,x}^2 + \rho_{FG,y}^2}} \quad 0 \right]^T. \end{cases} \quad (18)$$

由式(18)可知, 伴飞航天器的期望姿态  $\mathbf{Q}_{f,d}$  仅与矢量  $\mathbf{p}_{FG}^f$  有关。一般卫星对日稳定姿态可以近似为惯性飞行, 即:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{Q}}_{f,s} \approx 0 \\ \ddot{\mathbf{Q}}_{f,s} \approx 0 \end{cases}, \quad (19)$$

式中  $\dot{\mathbf{Q}}_{f,s}$ ,  $\ddot{\mathbf{Q}}_{f,s}$  分别为姿态  $\mathbf{Q}_{f,s}$  的一阶、二阶导数。结合式(19), 不难得出  $\mathbf{Q}_{f,d}$  的一阶、二阶导数  $\dot{\mathbf{Q}}_{f,d}$ ,  $\ddot{\mathbf{Q}}_{f,d}$  仅与  $\mathbf{p}_{FG}^f$  的一阶、二阶导数  $\dot{\mathbf{p}}_{FG}^f$ ,  $\ddot{\mathbf{p}}_{FG}^f$  相关。

#### 4.1.2 伴飞航天器目标观测矢量

由图 2 中各矢量的几何关系有:

$$\mathbf{p}_{FG}^f = \mathbf{A}(\mathbf{Q}_{f,s}) \mathbf{p}_{FG}^i = \mathbf{A}(\mathbf{Q}_{f,s}) (\mathbf{p}_{FR}^i + \mathbf{p}_{RG}^i), \quad (20)$$

式中:  $\mathbf{A}(\mathbf{Q}_{f,s})$  为由  $\mathbf{Q}_{f,s}$  得到的姿态转换矩阵,  $\mathbf{p}_{FG}^i$  为伴飞航天器目标观测矢量在地心惯性系中的表示,  $\mathbf{p}_{FR}^i$  为主从星间矢量在地心惯性坐标系下的表示, 可由下式求得:

$$\mathbf{p}_{FR}^i = \mathbf{A}(\mathbf{Q}_{r,w}) \mathbf{p}_{FR}^o, \quad (21)$$

式中:  $\mathbf{A}(\mathbf{Q}_{r,w})$  为参考航天器质心轨道坐标系到惯性系的转换矩阵, 可由参考航天器精确轨道参数计算出来;  $\mathbf{p}_{FR}^o$  为主从星间矢量在参考航天器质心轨道系中 (Hill 坐标系) 的表示, 可由安装在参考航天器上的 MEMS 激光雷达与纳型星罗盘一体化测量装置得到。主星观测矢量  $\mathbf{p}_{RG}^i$  可由参考航天器的精密轨道参数求得。

#### 4.2 协同姿态控制

对于伴飞航天器, 其姿态动力学方程可以表

示为<sup>[13]</sup>:

$$\mathbf{I}_f \dot{\boldsymbol{\omega}}_f + \boldsymbol{\omega}_f \times (\mathbf{I}_f \boldsymbol{\omega}_f + \mathbf{h}_f) = \boldsymbol{\tau}_f, \quad (22)$$

式中:  $\boldsymbol{\omega}_f$  为伴飞航天器本体相对于惯性坐标系的姿态角速度在伴飞航天器本体坐标系下的表示,  $\mathbf{I}_f$  为伴飞航天器的转动惯量,  $\mathbf{h}_f$  为伴飞航天器反作用飞轮的角动量,  $\boldsymbol{\tau}_f$  为伴飞航天器的控制力矩。

定义伴飞航天器的姿态控制误差  $\Delta \mathbf{Q}_f = \mathbf{Q}_{f,d} \otimes \mathbf{Q}_f^{-1}$  为伴飞航天器期望姿态与当前姿态之差。由 3.3 节可知, 目标在参考航天器像平面上的成像位置由姿态控制误差  $\Delta \mathbf{Q}_f$  确定; 同理, 目标在伴飞航天器像平面上的位置则由  $\Delta \mathbf{Q}_f$  确定。为了使得目标在伴飞航天器像平面上的成像位置与参考航天器像平面上的位置相等, 则要求  $\Delta \mathbf{Q}_f = \Delta \mathbf{Q}_r$ , 为此建立伴飞航天器的控制器:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\tau}_f = & -k_{f1} \Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr} - k_{f2} \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr} + \\ & \boldsymbol{\omega}_f \times (\mathbf{I}_f \boldsymbol{\omega}_f + \mathbf{h}_f) + \mathbf{I}_f [\mathbf{A}(\mathbf{Q}_{fr}) \dot{\boldsymbol{\omega}}_r - \boldsymbol{\omega}_{fr} \times \\ & \mathbf{A}(\mathbf{q}_{fr}) \boldsymbol{\omega}_r + \mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr,d} - \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr} \times \\ & \mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \boldsymbol{\omega}_{fr,d}], \end{aligned} \quad (23)$$

式中:  $\Delta \mathbf{Q}_{fr} = \Delta \mathbf{Q}_f \otimes \Delta \mathbf{Q}_r^{-1}$ ,  $\Delta \mathbf{Q}_{fr}$  可表示为  $\Delta \mathbf{Q}_{fr} = [\Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr}, \Delta q_{fr,4}]^T$ , 其中  $\Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr}$  为其矢量部分,  $\Delta q_{fr,4}$  为其标量部分;  $\mathbf{Q}_{fr} = \mathbf{Q}_f \otimes \mathbf{Q}_r^{-1}$ , 为伴飞航天器与参考航天器的相对姿态;  $\boldsymbol{\omega}_{fr} = \mathbf{E}^T(\mathbf{Q}_{fr}) \dot{\mathbf{Q}}_{fr}$ , 为伴飞航天器与参考航天器的相对角速度,  $\dot{\mathbf{Q}}_{fr}$  为  $\mathbf{Q}_{fr}$  的一阶导数; 同理  $\mathbf{Q}_{fr,d} = \mathbf{Q}_{f,d} \otimes \mathbf{Q}_r^{-1}$ , 为伴飞航天器与参考航天器的期望相对姿态,  $\boldsymbol{\omega}_{fr,d} = \mathbf{E}^T(\mathbf{Q}_{fr,d}) \dot{\mathbf{Q}}_{fr,d}$ , 为期望相对角速度,  $\dot{\mathbf{Q}}_{fr,d}$  为  $\mathbf{Q}_{fr,d}$  的一阶导数; 则有  $\Delta \boldsymbol{\omega}_{fr} = \boldsymbol{\omega}_{fr} - \mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \boldsymbol{\omega}_{fr,d}$ , 为伴飞航天器与参考航天器的相对角速度误差,  $\mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr})$  为由  $\Delta \mathbf{Q}_{fr}$  得到的姿态转换矩阵;  $\Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}$  的一阶微分可表示为  $\Delta \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr} - \mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr,d} + \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr} \times \mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \boldsymbol{\omega}_{fr,d}$ ;  $k_{f1}$ ,  $k_{f2}$  为反馈系数; 其中  $\mathbf{E}(\mathbf{Q}) =$

$$\begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}.$$

然后分析系统闭环系统式(22)和式(23)的稳定性, 建立李雅普诺夫函数如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_f = & \frac{1}{2} \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}^T \mathbf{I}_f \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr} + k_{f1} [\Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr}^T \Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr} + \\ & (1 - \Delta q_{fr,4})^2]. \end{aligned} \quad (24)$$

对  $\mathbf{V}_f$  求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_f &= \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}^T \mathbf{I}_f \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr} + \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}^T k_{f1} \Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr} = \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}^T \mathbf{I}_f [\dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr} - \mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr,d} + \\ &\Delta \boldsymbol{\omega}_{fr} \times \mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \boldsymbol{\omega}_{fr,d}] + \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}^T k_{f1} \Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr} = \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}^T \mathbf{I}_f [\dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr} - \mathbf{A}(\mathbf{Q}_{fr}) \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr} + \boldsymbol{\omega}_{fr} \times \mathbf{A}(\mathbf{Q}_{fr}) \boldsymbol{\omega}_{fr} - \\ &\mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr,d} + \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr} \times \mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \boldsymbol{\omega}_{fr,d}] + \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}^T k_{f1} \Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr}. \end{aligned} \quad (25)$$

将式(22)、式(23)带入式(25),化简可得:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_f &= \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}^T [\boldsymbol{\tau}_f - \boldsymbol{\omega}_f \times (\mathbf{I}_f \boldsymbol{\omega}_f + \mathbf{h}_f) - \mathbf{I}_f \mathbf{A}(\mathbf{Q}_{fr}) \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr} + \mathbf{I}_f \boldsymbol{\omega}_{fr} \times \mathbf{A}(\mathbf{Q}_{fr}) \boldsymbol{\omega}_{fr} - \mathbf{I}_f \mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr,d} + \mathbf{I}_f \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr} \times \\ &\mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \boldsymbol{\omega}_{fr,d}] + \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}^T k_{f1} \Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr} = \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}^T (-k_{f1} \Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr} - k_{f1} \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}) + \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}^T k_{f1} \Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr} = -k_{f2} \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}^T \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}. \end{aligned} \quad (26)$$

当  $k_{f2} > 0$  时,  $\dot{\mathbf{V}}_f \leq 0$ 。由式(26)的半负定可知  $\mathbf{V}_f(t) \leq \mathbf{V}_f(0)$ , 即  $\Delta \mathbf{Q}_{fr}, \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}$  有界。进一步, 对式(26)求导可得:

$$\ddot{\mathbf{V}}_f = -2k_{f2} \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}^T \dot{\Delta \boldsymbol{\omega}}_{fr} = -2k_{f2} \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}^T \mathbf{I}_f^{-1} (-k_{f1} \Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr} - k_{f2} \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}) = f(\Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}, \Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr}, \mathbf{I}_f). \quad (27)$$

式中  $\dot{\Delta \boldsymbol{\omega}}_{fr}$  为  $\Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}$  的一阶导数。由于  $\Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}, \Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr}, \mathbf{I}_f$  均有界, 因而  $\ddot{\mathbf{V}}_f$  有界。根据 Barbalat 引理有: 当  $t \rightarrow \infty$  时,  $\dot{\mathbf{V}}_f(t) \rightarrow 0, \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}(t) \rightarrow 0$ 。

$$\begin{aligned} \mathbf{I}_r \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr} &= \boldsymbol{\tau}_f - \boldsymbol{\omega}_f \times (\mathbf{I}_f \boldsymbol{\omega}_f + \mathbf{h}_f) - \mathbf{I}_f \mathbf{A}(\mathbf{Q}_{fr}) \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr} + \mathbf{I}_f \boldsymbol{\omega}_{fr} \times \mathbf{A}(\mathbf{Q}_{fr}) \boldsymbol{\omega}_{fr} - \\ &\mathbf{I}_f \mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr,d} + \mathbf{I}_f \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr} \times \mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \boldsymbol{\omega}_{fr,d} = -\mathbf{K}_f \Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr} - \mathbf{D}_f \Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}. \end{aligned} \quad (29)$$

由于  $t \rightarrow \infty$  时,  $\Delta \boldsymbol{\omega}_{fr}(t) \rightarrow 0, \dot{\Delta \boldsymbol{\omega}}_{fr}(t) \rightarrow 0$ , 由式(29)可知  $t \rightarrow \infty$  时,  $\lim_{t \rightarrow \infty} \Delta \bar{\mathbf{Q}}_{fr}(t) = 0$ 。

## 5 仿真与结果分析

### 5.1 参数设置

参考航天器轨道参数设置如下:

半长轴  $a_r = 6\,911.980\,0$  km;

偏心率  $e_r = 0.005\,593\,7$ ;

轨道倾角  $i_r = 97.459\,4^\circ$ ;

升交点赤经  $\Omega_r = 64.026\,1^\circ$ ;

近地点幅角  $\omega_r = 187.981^\circ$ ;

平近点角  $M_r = 37.918\,6^\circ$ 。

伴飞航天器轨道参数设置如下:

半长轴  $a_r = 6\,911.987\,93$  km;

偏心率  $e_r = 0.000\,834\,136$ ;

轨道倾角  $i_r = 97.538\,27^\circ$ ;

升交点赤经  $\Omega_r = 64.051\,95^\circ$ ;

近地点幅角  $\omega_r = 246.675\,12^\circ$ ;

平近点角  $M_r = 339.227\,84^\circ$ 。

同理, 对  $\Delta \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr}$  求导可得:

$$\begin{aligned} \Delta \ddot{\boldsymbol{\omega}}_{fr} &= \ddot{\boldsymbol{\omega}}_{fr} - \mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \ddot{\boldsymbol{\omega}}_{fr,d} + 2\Delta \boldsymbol{\omega}_{fr} \times \\ &\mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr,d} + \Delta \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr} \times \mathbf{A}(\Delta \mathbf{Q}_{fr}) \boldsymbol{\omega}_{fr,d}, \end{aligned} \quad (28)$$

式中:  $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr,d}, \ddot{\boldsymbol{\omega}}_{fr,d}$  分别为  $\boldsymbol{\omega}_{fr,d}$  的一阶、二阶导数,  $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr}, \ddot{\boldsymbol{\omega}}_{fr}$  分别为  $\boldsymbol{\omega}_{fr}$  的一阶、二阶导数。由式(1)、式(17)、式(22)和式(23)可知,  $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr,d}, \ddot{\boldsymbol{\omega}}_{fr,d}, \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr}, \ddot{\boldsymbol{\omega}}_{fr}$  均有界, 由 Barbalat 引理有  $t \rightarrow \infty$  时,  $\Delta \dot{\boldsymbol{\omega}}_{fr}(t) \rightarrow 0$ 。

由式(23)和式(24)可得:

在分布遥感编队中各卫星平台及参数均相同。卫星模型参数如下:

星体转动惯量  $\mathbf{I}_x = 0.28 \text{ kg} \cdot \text{m}^2; \mathbf{I}_y = 0.33 \text{ kg} \cdot \text{m}^2; \mathbf{I}_z = 0.35 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

干扰力矩如下:

干扰力矩量级为  $10^{-3} \text{ N} \cdot \text{m}$ ;

敏感器参数如下:

太阳敏感器优于  $0.2^\circ$ ; 磁强计优于  $0.3 \text{ nT}$ ; 星敏感器优于  $10''$ ;

执行器参数如下:

动量轮的转动惯量为  $1.131\,8 \times 10^{-4} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ; 额定转速为  $[1\,000 \quad 1\,000 \quad 1\,000 \quad 1\,732] \text{ r/min}$ ; 转速控制精度为  $5 \text{ r/min}(3\sigma)$ ; 磁力矩器的最大磁矩为  $2.5 \text{ A} \cdot \text{m}^2$ 。

### 5.2 姿态控制结果

根据设定的参数对协同观测进行数值仿真, 在仿真过程中考虑了重力梯度力矩、气动力矩、太阳光压力矩、剩磁力矩以及随机干扰力矩。图 5 为参考航天器的欧拉角控制误差, 图 6 给出了参考航天器的驱动力矩曲线。

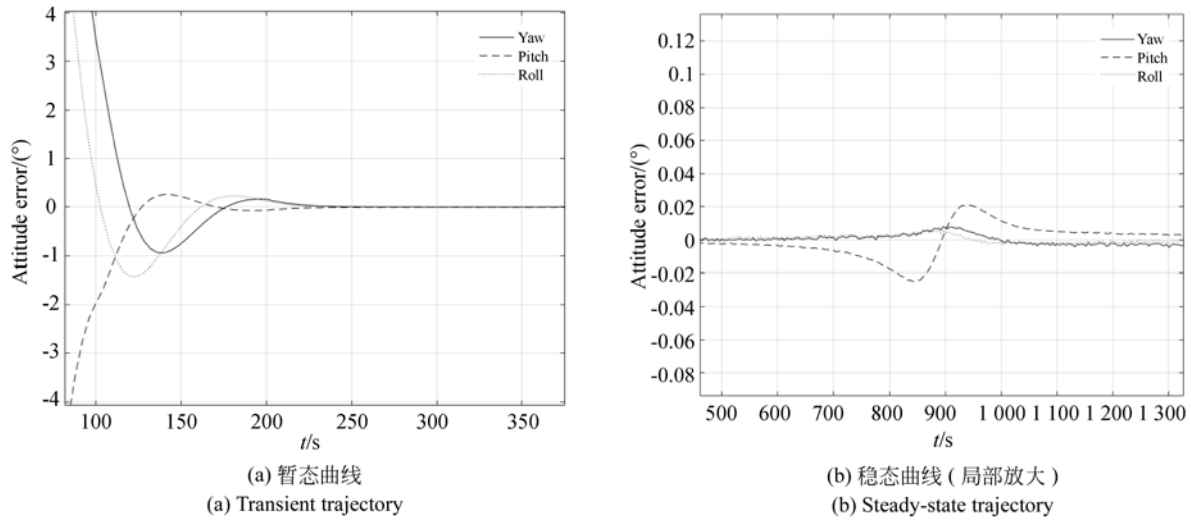


图 5 参考航天器的姿态误差曲线

Fig. 5 Attitude error trajectories of reference spacecraft

由图 5(a)可知,由于微纳航天器动量轮的输出力矩有限,因此在航天器模式切换时误差较大,本例中姿态切换的收敛时间小于 250 s。结合图 6 所示的控制驱动力矩可知,在模式切换过程中当初始姿态与期望姿态之间的偏差较大时,控制系统输出的驱动力矩迅速增加直至驱动力矩达到最大值,使得航天器姿态偏差迅速减小;实际姿态控制过程中存在一定的超调,当参考航天器的角速度超过期望值时,系统输出反方向的控制力矩以减少系统超调;经多次调整后控制误差逐渐减小,系统进入稳定状态。由图 5(b)可知,系统的稳态控制精度优于  $0.02^\circ$ ,在稳态跟踪过程中,误

差最大值出现在目标过顶前后(约 900 s 前后),此时卫星的光轴( $z$ 轴)指向变化较大(由向前改为向后)。由于系统采用 PD 控制方式,系统的输出力矩与姿态偏差成正比,在目标过顶前后系统的姿态偏差较大,此时系统的控制力矩输出也较大,使得系统的实际姿态能够快速跟踪期望姿态的变化。即在稳态跟踪过程中,航天器的姿态变化越快其对应的姿态偏差也越大,因此参考航天器姿态稳态误差的最大值出现在目标过顶前后。

图 7 为伴飞航天器协同控制时的驱动力矩曲线,与参考航天器的驱动力矩曲线进行对比可知,协同控制系统能够有效地抗抖振。

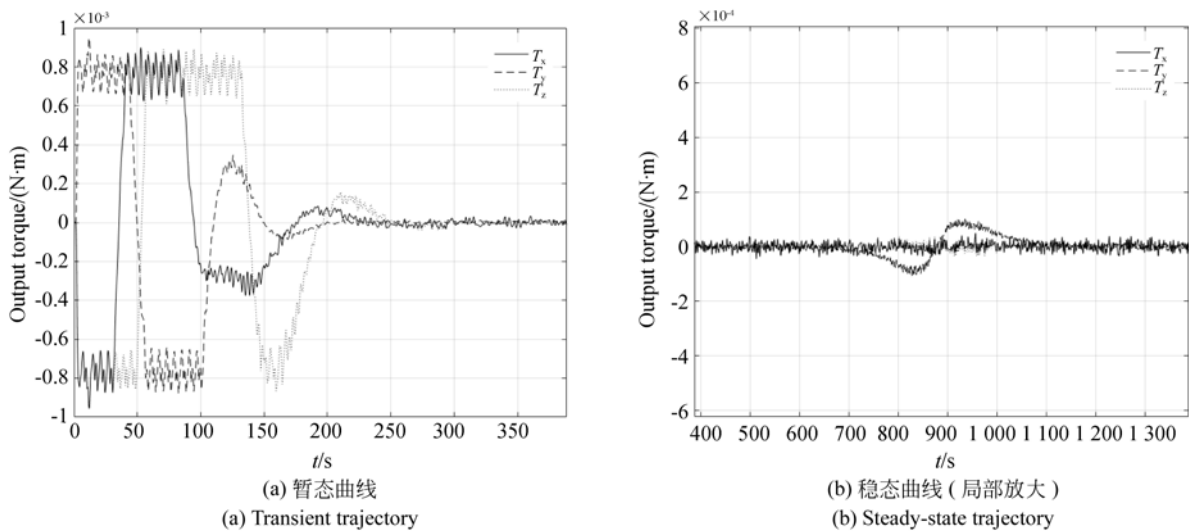


图 6 参考航天器的驱动力矩曲线

Fig. 6 Driving torque of reference spacecraft

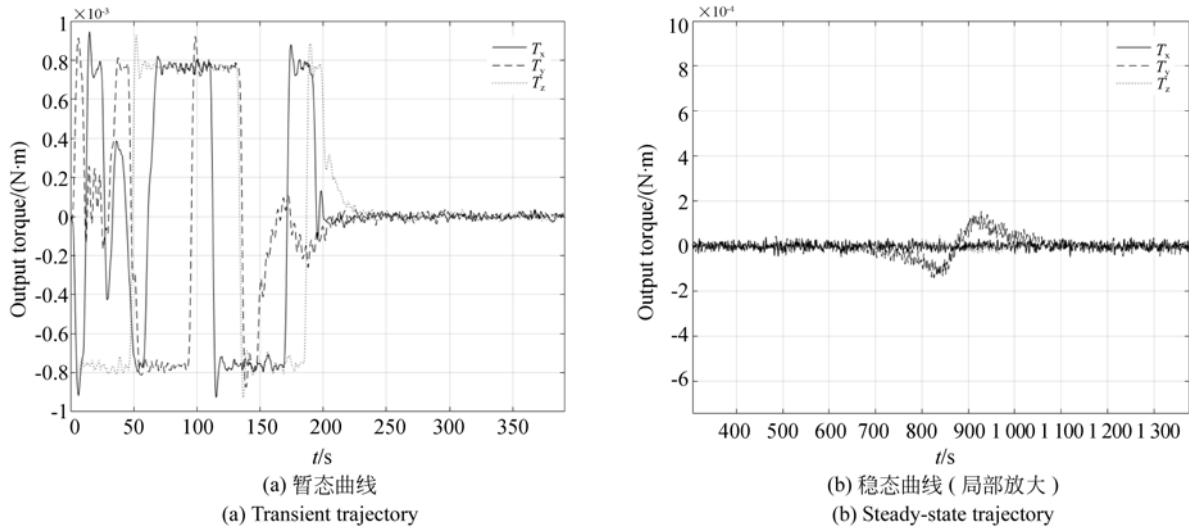


图 7 伴飞航天器协同控制的驱动力矩曲线

Fig. 7 Driving torque of follower under cooperative control

图 8 给出了伴飞航天器协同控制时的姿态误差曲线。由图 8(a)的仿真结果可知,在协同控制条件下伴飞航天器姿态切换过程的收敛时间小于 250 s。由协同控制的基本原理可知,在姿态模式切换过程中,伴飞航天器的姿态跟随参考航天器的姿态变化,因此伴飞航天器的姿态控制误差最大值出现在参考航天器的角速度最大值点,并且当参考航天器姿态趋于稳态时,伴飞航天器姿态

也逐渐收敛。由图 8(b)可知,本文采用的协同控制算法取得了良好的效果,在引入协同机制后,主从星姿态控制误差稳态条件下的精度优于 $0.01^\circ$ 。其原因在于航天器实际姿态控制精度小于传感器的测量精度,通过主从星间的协同控制使得伴飞航天器、参考航天器的姿态控制误差具有相关性,从而提高参考航天器、伴飞航天器的星间相对姿态控制精度。

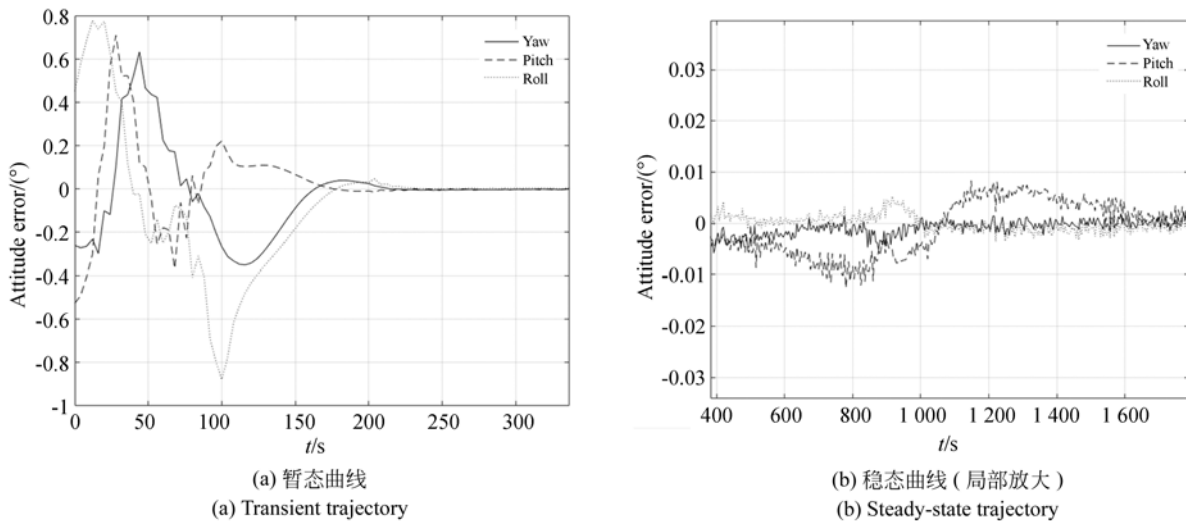


图 8 主从航天器协同控制时的姿态误差曲线

Fig. 8 Attitude error trajectories between reference spacecraft and follower under cooperative control

与协同控制相比,图 9 给出了主从航天器不考虑协同机制时的姿态控制误差。根据图 9 的控制结果可知,不考虑协同机制算法时主从星姿态

控制误差稳态条件下的精度优于 $0.04^\circ$ 。在不考虑协同控制的条件下,参考航天器的姿态控制误差与伴飞航天器的姿态控制误差完全独立,因此

稳态条件下参考航天器、伴飞航天器的相对姿态

控制误差为单星姿态控制误差的两倍。

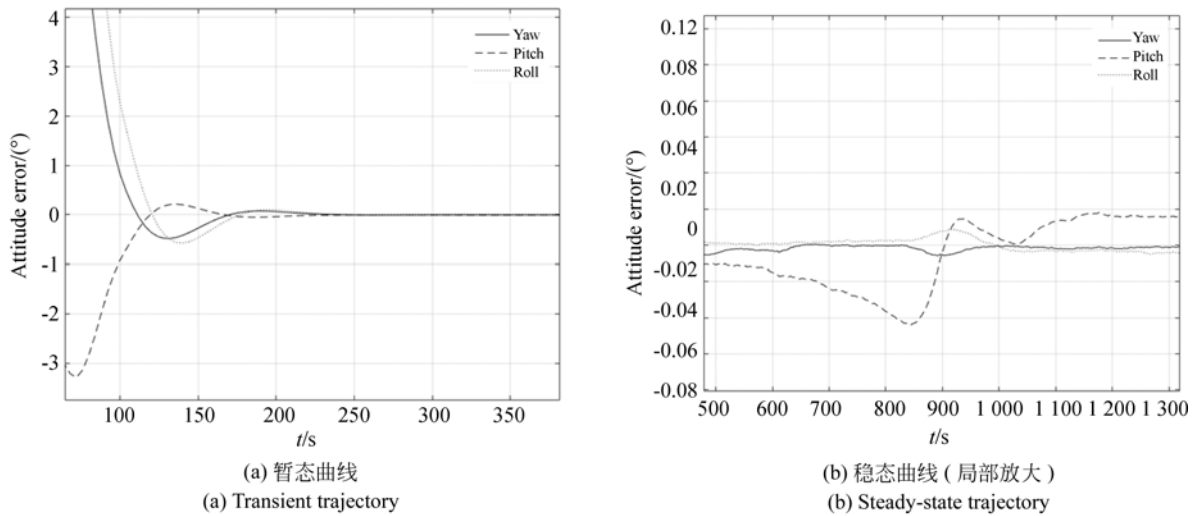


图 9 主从航天器无协同机制时的姿态误差曲线

Fig. 9 Attitude error trajectories between reference spacecraft and follower without cooperation

## 6 结 论

本文根据分布式遥感的协同观测要求,推导了参考、伴飞航天器在不同位置对地凝视观测的期望姿态。由于主星和从星具有相互独立的轨道参数,为简化运算,本文在地心惯性坐标系中建立

了分布式遥感协同观测的数学模型,并通过在从星控制回路中引入主星姿态信息,大幅提高主、从星姿态控制误差的一致性,保证了目标在不同航天器像平面上成像位置的匹配。仿真结果表明,在参数相同的情况下,主从航天器无协同机制时的姿态误差小于  $0.04^\circ$ ;主从航天器协同控制时的姿态误差小于  $0.01^\circ$ 。

### 参考文献:

- [1] 王绍举,金光,徐开. 高精度激光通信小卫星星座仿真平台设计[J]. 光学精密工程, 2008, 16(8): 1554-1559.  
WANG SH J, JIN G, XU K. Design of simulation platform for high precision laser communication small satellite constellation [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(8): 1554-1559. (in Chinese)
- [2] 崔英俊. 基于微纳航天器的分布式可重构遥感技术[J]. 中国科技成果, 2017, 20: 20-21.  
CUI Y J. Distributed reconfigurable remote sensing technology based on micro-nano spacecraft [J]. *China Science and Technology Achievement*, 2017, 20: 20-21. (in Chinese)
- [3] D'ERRICO M, MOCCIA A. Attitude and antenna pointing design of bistatic radar formations [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2003, 39 (3): 949-960.
- [4] 韩晓磊,张庆君,刘杰,等. 敏捷 SAR 卫星聚束模式姿态机动策略研究[J]. 航天器工程, 2016, 25 (4): 13-19.  
HAN X L, ZHANG Q J, LUI J, *et al.*. Study on attitude maneuver strategy of spotlight mode of agile SAR satellite[J]. *Spacecraft Engineering*, 2016, 25(4):13-19. (in Chinese)
- [5] HERMN J, PRESTI D, CODAZZI A. Attitude control for grace the first low-flying satellite formation [C]. *18th International Symposium on Space Flight Dynamics, Munich, Germany*, 2004: 27-32.
- [6] 吴云华,曹喜滨,曾占魁,等. 编队飞行卫星相对姿态变结构分布式协同控制[J]. 吉林大学学报, 2007, 37(6):1465-1470.  
WU Y H, CAO X B, ZENG Z K, *et al.*. Relative attitude decentralized variable structure coordinated control of formation flying satellite[J]. *Journal of Jilin University*, 2007, 37 (6): 1465-1470. (in Chinese)

- Chinese)
- [7] TRIVAILO P M, WANG F, ZHANG H. Optimal attitude control of an accompanying satellite rotating around the space station[J]. *Acta Astronautica*, 2009, 64(2-3):89-94.
- [8] DUAN G R, ZHANG F. Integrated relative position and attitude control of spacecraft in proximity operation missions [J]. *International Journal of Automation and Computing*, 2012, 9(4): 342-351.
- [9] 张庆展, 靳永强, 康志宇, 等. 航天器快速绕飞监测的相对姿轨耦合控制[J]. *航天控制*, 2014, 32(2): 53-59.  
ZHANG Q ZH, JIN Y Q, KANG ZH Y, *et al.*. The relative coupling attitude and orbit control of fast fly-around with monitoring spacecraft [J]. *Aerospace Control*, 2014, 32(2): 53-59. (in Chinese)
- [10] SUN L, HUO W, JIAO Z. Adaptive nonlinear robust relative pose control of spacecraft autonomous rendezvous and proximity operations [J]. *Isa Transactions*, 2017, 67:47-55.
- [11] 刘勇, 董玉翠. “基于分布式可重构航天遥感技术”将促进航天研制理念转型[J]. *国际太空*, 2016(12): 80-81.  
LIU Y, DONG Y C. Space remote sensing technology based on distributed reconfigurable technology will promote the transformation of aerospace research concepts [J]. *Space International*, 2016(12):80-81. (in Chinese)
- [12] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.  
ZHANG R W. *Dynamics and Control of Satellite orbit and Attitude*[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998. (in Chinese).
- [13] 徐开, 金光, 陈娟, 等. 敏捷小卫星姿态机动切换算法[J]. *光学精密工程*, 2008, 16(8): 1528-1532.  
XU K, JIN G, CHEN J, *et al.*. Switch algorithm for quick small satellite attitude maneuver [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(8): 1528-1532. (in Chinese)
- [14] 孙志远, 张刘, 金光, 等. 视频小卫星凝视姿态跟踪的仿真与实验[J]. *光学精密工程*, 2011, 19(11): 2715-2723.  
SUN ZH Y, ZHANG L, JIN G, *et al.*. Simulation and experiment on attitude tracking control of small TV satellite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(11): 2715-2723. (in Chinese)
- [15] WEN J T Y, KREUTZ-DELGADO K. The attitude control problem[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1991, 36(10): 1148-1162.

#### 作者简介:



方元坤(1979—),男,云南昆明人,博士研究生,工程师,2001年、2006年于国防科技大学分别获得学士、硕士学位,主要从事微小卫星技术方向的研究。E-mail: fortissmio@163.com

#### 导师简介:



尤政(1963—),男,江苏扬州人,教授,院士,博士生导师,1985年、1987年、1990年于华中理工大学分别获得学士、硕士及博士学位,现任清华大学党委常委、副校长,主要从事微纳米技术与微纳卫星技术的研究。E-mail: yz-dpi@mail. tsinghua. edu. cn

#### 通信作者:



孟子阳(1984—),男,河南洛阳人,副教授,2012年于瑞典皇家工学院博士后出站,2014慕尼黑工业大学洪堡学者,现任中国控制会议/日本仪器与控制工程师学会程序委员会委员,主要从事网络化机物系统与其空间应用等领域研究。E-mail: ziyangmeng@mail. tsinghua. edu. cn